

**Методические указания выполнения
дипломного проекта по специальности 130100
«Самолето и вертолетостроение», специализации
130102 «Вертолетостроение**

Предисловие

Дипломное проектирование является завершающим этапом подготовки инженера по специализации «Вертолетостроение» специальности «Самолето- вертолетостроение». Дипломный проект заключается в разработке предэскизного проекта вертикально взлетающего аппарата (ниже в тексте “вертолета”), выполняется в сроки, установленные учебным планом, и должен отражать современные тенденции развития вертолетостроения, а также накопленный отечественный и зарубежный опыт проектирования вертолетов и конструирования их агрегатов. Дипломный проект представляет собой самостоятельную квалификационную работу, показывающую уровень инженерной подготовки автора и глубину понимания им специальных проблем вертолетостроения. В процессе выполнения дипломного проекта дипломант должен показать умение грамотно и творчески подходить к решению возникших в процессе работы задач. Дипломант, как автор проекта, полностью отвечает за его содержание, принятые решения и точность числовых результатов.

Перед выполнением дипломного проекта студент проходит преддипломную практику в течение 8 недель с 1 сентября по 10 ноября. В это время студенты выполняют специальную часть дипломного проекта. Защита выполненных студентами специальных частей осуществляется в период с 11 по 15 ноября перед зачетной комиссией, состоящей из преподавателей кафедры «Проектирование вертолетов». При получении положительной оценки прохождения преддипломной практики (получения зачета по практике) студенты допускаются к выполнению дипломного проекта. На выполнение дипломного проекта отводится 17 недель – с 15 ноября по 31 января текущего учебного года.

Студент защищает выполненный им дипломный проект перед Государственной аттестационной комиссией, которая оценивает уровень приобретенных им общетеоретических и специальных знаний в области проектирования и конструирования винтокрылых летательных аппаратов и степень подготовленности к самостоятельной инженерной деятельности. Государственная аттестационная комиссия работает в период с 1 по 25 февраля. При положительной оценке защиты дипломного проекта студенту-выпускнику кафедры «Проектирование вертолетов» присваивается квалификация инженера по специальности «Самолето- вертолетостроение» и выдается соответствующий диплом об окончании высшего учебного заведения.

Типовой график работы студента над дипломным проектом дан в приложении 1.

1. Тематика дипломного проекта и порядок работы над ним.

Тематика дипломных проектов охватывает все типы *винтовых вертикально взлетающих аппаратов* различных схем и назначений.

Тема дипломного проекта выбирается студентом в течение первого месяца прохождения преддипломной практики с учетом его личных предпочтений, места прохождения преддипломной практики и советов назначенного кафедрой руководителя дипломного проектирования (далее – руководитель). После согласования темы, руководитель выдает студенту ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОЕКТИРУЕМОМУ АППАРАТУ (Приложение 2). После прохождения преддипломной и защиты практики студент представляет руководителю проект заполненного им стандартного бланка “ЗАДАНИЕ НА РАЗРАБОТКУ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА”. Руководитель и студент с привлечением, в случае необходимости, представителя подразделения, в котором проводится преддипломная практика, и консультантов по специальной части, технологической части, экономической части и охране труда, уточняют формулировки задания в части:

- темы дипломного проекта,
- технических требований к проектируемому аппарату,
- темы специальной части,
- агрегата для детальной проработки,
- темы технологической части,
- темы экономической части,
- темы по охране труда,
- перечня графических материалов, представляемых в проекте.

Согласованное задание с подписями студента, руководителя, консультанта по специальной части, консультанта по технологической части, консультанта по экономической части и консультанта по охране труда представляется вместе со специальной частью на зачет по прохождению преддипломной практики. Оформленное таким образом задание на разработку дипломного проекта после получения зачета по преддипломной практике утверждается заведующим кафедрой и становится документом, окончательно определяющим тему и состав, дипломного проекта.

2. Содержание и объем дипломного проекта

В приведенной ниже таблице представлен перечень расчетных и графических составляющих дипломного проекта и их ориентировочный объем.

Таблица 2.1.

Перечень расчетных и графических составляющих дипломного проекта	Проценты от общего объема проекта (ориентировочно)
Выбор основных параметров вертолета	5
Весовой расчет основных агрегатов вертолета	1
Общий вид вертолета	2
Аэродинамический расчет вертолета	4
Конструктивно-силовая и весовая компоновки вертолета	25
Расчет устойчивости и управляемости вертолета	3
Специальная часть проекта	30
Конструирование агрегата	15
Технологическая часть	11
Экономическая часть	3
Техника безопасности	1

В период преддипломной практики специальная часть проекта выполняется полностью, а конструирование агрегата – на 25 – 75 %.

2.1. Определение основных параметров и геометрических размеров вертолета

Рациональный выбор основных параметров будущего вертолета позволяет создать машину, обеспечивающую выполнение требуемой от нее работы с высокой эффективностью. Поэтому проблеме оптимизации параметров проектируемого вертолета во всех организациях, создающих новые машины, уделяется большое внимание. В зависимости от назначения будущего вертолета для оценки степени эффективности его применения или его совершенства применяются разные критерии. Поэтому, приступая к работе по определению основных параметров будущего вертолета, студент должен определить, какой критерий [1] он будет использовать. Наиболее полное и всестороннее представление о создаваемом вертолете дают экономические критерии, показывающие либо эффективность использования всего парка вертолетов такого типа, либо себестоимость выполнения единицы транспортной работы для отдельного пассажирского или транспортного вертолета. В случае боевого вертолета рассматривается эффективность выполнения боевой операции подразделением вертолетов или

себестоимость типовой операции для отдельной боевой машины. В связи с тем, что для определения цены вертолета и себестоимости его эксплуатации необходимо иметь исходные материалы, которые не всегда можно найти, для дипломного проекта могут использоваться более простые критерии, такие, как минимум массы пустого вертолета, выполняющего поставленные требования, или минимум полетной массы.

Для предварительной ориентировки и последующего сравнения спроектированного дипломником вертолета с находящимися в эксплуатации машинами необходимо составить *“Таблицу прототипов”*. Таблица должна содержать летно-технические и геометрические данные 4 – 8 вертолетов, близких к вертолету, разрабатываемому в проекте, либо по взлетной массе, либо по платной нагрузке на заданную дальность полета (или эквиваленту платной нагрузки в случае боевого вертолета или вертолета специального назначения).

Летно-технические характеристики и степень совершенства вертолета зависят от большого числа параметров, в значительной мере взаимозависимых. Эта взаимозависимость приводит к тому, что оптимальное сочетание значений таких параметров удастся найти в результате многократно повторяемых расчетов с постепенным приближением к искомому результату. Некоторые величины, например весовая отдача и ряд других, в начале вычислений неизвестны. Поэтому их значения приходится назначать на основе статистики или с помощью экспертных оценок и уточнять в последующих расчетах. Столь трудоемкая работа может быть реально выполнена при использовании компьютеров. Изложенный ниже метод ориентирован на применение компьютерных программных средств, например электронных таблиц MS Excel. Упомянутые в разделе I технические требования к проектируемому аппарату являются важной частью исходных данных, на базе которых строится исследование.

В зависимости от исходных данных выбирается тот или иной вариант постановки расчетной задачи. В таблице 2.2. приведены наиболее часто встречающиеся варианты.

Следует отметить, что варианты 1, 3, 4 или 5 могут быть первым этапом исследования, в котором определяется необходимая для оптимальной конфигурации конкретного задания мощность двигателя, затем находится наиболее близкий к такой мощности реальный двигатель, и с ним выполняется окончательное исследование в соответствии с вариантом 2.

Таблица 2.2.

Номер варианта.	Задано	Получено
1	Платная нагрузка на заданную дальность, статический потолок и отличие температуры от стандартной на статическом потолке.	Взлетная масса, взлетная мощность двигателей, крейсерская скорость, динамический потолок, геометрические параметры вертолета.
2	Конкретный двигатель (двигатели), дальность, статический потолок и отличие температуры от стандартной на статическом потолке.	Взлетная масса, платная нагрузка, крейсерская скорость, динамический потолок, геометрические параметры вертолета.
3	Тоже, что в п. 1 и обеспечение посадки по категории "А".	Тоже, что в п. 1.
4	Тоже, что в п. 1 и динамический потолок, больший, чем тот, который получается при выполнении требований по п.1.	Тоже, что в п. 1.
5	Тоже, что в п. 1 и крейсерская скорость, большая, чем та, которая получается при выполнении требований по п.1.	Тоже, что в п. 1.

Для всех вариантов, помимо заданных исходных данных, необходимо определить значения *базовых параметров*. К ним относятся:

1. *Отношение коэффициента подъемной силы несущего винта к заполнению C_T/σ на нулевой высоте в стандартных атмосферных условиях.* Этот параметр, пропорциональный среднему значению коэффициента C_y в сечениях лопастей несущего винта. Он определяет ограничения по скорости из-за срыва на лопастях и динамический потолок вертолета. Исходные значения C_T/σ могут быть приняты равными:

- 0,13 – 0,14 для высокоманевренных и (или) высокоскоростных вертолетов;
- 0,145 – 0,155 для современных транспортных вертолетов и
- 0,15 – 0,18 для вертолетов-кранов и вертолетов, на которых для выполнения основных работ не требуются высокие скорости.

Окончательные значения этого параметра уточняются по результатам аэродинамического расчета вертолета.

2. *Окружная скорость концов лопастей несущего винта $\omega_H R$.* У большинства современных вертолетов значение этой скорости лежит в пределах от 200 до 220 м/сек. Увеличение окружной скорости позволяет уменьшить размеры и массу несущей системы

и приводит к увеличению внешней составляющей шума вертолета. Последнее обстоятельство в сочетании с новыми требованиями, ограничивающими уровень шума вертолета, привело в конце 90-х годов к некоторому снижению окружной скорости до уровня 205 – 210 м/сек. Применение компьютерных программ позволяет исследовать влияние средней окружной скорости на выбранный критерий оптимизации и решить, какая окружная скорость целесообразна для проектируемой машины.

3. *Относительный КПД несущего винта η_{0H} при висении на заданной высоте статического потолка и заданном отличии температуры наружного воздуха от стандартной температуры.* Значение η_{0H} зависит от конструктивной и аэродинамической компоновки несущего винта (примененные аэродинамические профили, геометрическая крутка и форма в плане, среднее число M_0 , равное $M_0 = \omega_H R / a_{зв}$, (здесь $a_{зв}$ – скорость звука). Относительный КПД несущего винта обычно меняется в пределах от 0,65 (малые заполнения и невысокий уровень технического совершенства) до 0,78 (большие заполнения и очень высокий уровень технического совершенства)). В пределах этих значений η_{0H} может быть принято для исходного расчета. В дальнейшем значение η_{0H} уточняется в аэродинамическом расчете.

4. *Аэродинамическое качество вертолета $K_{вер}$ и пропульсивный коэффициент несущего винта для крейсерского режима полета $C_{пр}$.* Качество вертолета $K_{вер}$ зависит от аэродинамического качества несущего винта $K_{нв}$ и относительного вредного сопротивления $(C_x S) / (\pi R^2)$ ненесущих элементов вертолета. В свою очередь качество несущего винта является функцией C_T / σ , M_0 , σ и $\bar{V}_{кр} = V_{кр} / \omega R$. На первом шаге расчета качество вертолета может быть выбрано из диапазона значений, равных от 3,7 до 4,5. Меньшие значения относятся к вертолетам с относительно большим значением относительного вредного сопротивления и малой взлетной массы, а большие значения – к вертолетам удобообтекаемых форм и большой взлетной массы. Пропульсивный коэффициент несущего винта $C_{пр}$ является функцией C_T / σ , M_0 , $\bar{V}_{кр}$, $(C_x S) / (\pi R^2)$. На первом шаге расчета пропульсивный коэффициент может быть принят равным 0,95. Уточненные значения аэродинамического качества вертолета и пропульсивного коэффициента несущего винта получаются в процессе последовательных приближений при выполнении аэродинамического расчета.

5. *Коэффициент использования мощности на режимах висения $\xi_{вис}$ и крейсерского полета $\xi_{кр}$.* На первом шаге расчета могут быть приняты $\xi_{вис} = 0,82$ и $\xi_{кр} = 0,88$ для вертолета одновинтовой схемы и $\xi_{вис} = \xi_{кр} = 0,95$ для вертолетов, не имеющих потерь

мощности для привода рулевого винта (или другого устройства такого же назначения). В дальнейших расчетах уточняются значения мощности, расходуемой на привод рулевого винта, генераторов, гидронасосов и других потребителей энергии, что позволяет уточнить значение $\xi_{\text{вис}}$.

6. *Удельный расход топлива на крейсерском режиме полета $c_{e.\text{кр}}$* . Этот параметр зависит от типа двигателя, который предполагается установить на вертолете и режима работы двигателя. В качестве первого приближения, до окончательного выбора двигателя могут быть взяты данные одного из двигателей таблицы прототипов или известного двигателя с мощностью, близкой к ожидаемой мощности двигателя проектируемого вертолета.

При исследованиях, в первую очередь, необходимо определить взлетную массу и потребную мощность двигателей. Знание этих двух важнейших характеристик будущего вертолета определяет диаметр и коэффициент заполнения несущего винта, максимальную скорость, а также другие параметры, характеризующие облик вертолета.

Обычно, массы платной нагрузки и топлива, необходимого для полета на заданную дальность с необходимым аэронавигационным запасом, являются определяющими при определении взлетной массы вертолета.

Статический потолок в варианте 1, условия взлета в варианте 3, динамический потолок в варианте 4, или крейсерская скорость в варианте 5 определяют необходимую мощность двигателей. Обычно выполняется проверка выполнения заданных для проектируемого вертолета требований в соответствии с вариантом 1. В случае, если аэродинамический расчет показывает, что полученные динамический потолок, крейсерская скорость или характеристики взлета и аварийной посадки при отказе двигателя не удовлетворяют заданным требованиям, для определения потребной мощности двигателей выбирается иной вариант расчета.

Предполагается, что студент произвел выбор схемы вертолета. Краткое обоснование этого выбора должно начинаться раздел дипломного проекта, посвященный выбору параметров вертолета.

Работа по выбору оптимальных параметров начинается с уточнения, в случае необходимости, технических требований и выбора конкретных значений базовых параметров, а также дополнительных исходных данных, перечень которых приведен в приложении 2.

В первую очередь, необходимо определить рациональную конфигурацию будущего вертолета. Габариты и форму фюзеляжа находят в зависимости от требуемых размеров и расположения грузовых и пассажирских помещений с учетом максимальной скорости полета вертолета. Учитывая особенности эксплуатации проектируемого вертолета, выбирают тип шасси и определяют его месторасположение, базу и колею. Определяют объем грузового помещения для транспортной машины или вооружения для боевой, количество членов экипажа, размеры и месторасположение двигателей, оперения, а также место для размещения топливных баков.

У многовинтовых вертолетов находят рациональное или предельно возможное сближение винтов и наклон их осей с учетом потерь на обдувку и взаимное влияние.

Для комбинированных вертолетов определяют следующие параметры крыла: требуемую площадь, форму в плане, углы установки и его месторасположение на вертолете. Параметры тянущего (толкающего) винта вычисляют, пользуясь винтовыми диаграммами характеристик для соответствующей серии, добиваясь приемлемых размеров винта и максимального КПД на расчетной скорости полета.

При исследовании влияния основных параметров на характеристики вертолета могут быть применены разные алгоритмы выполнения расчетов. Ниже, кратко изложены один из возможных методов расчета, который может быть реализован в дипломном проекте, а также порядок выполнения такого расчета для вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом. Для вертолетов других схем потребуется внести в изложенную последовательность действий необходимые уточнения.

Исследование начинается с выбора двух, трех или четырех значений для удлинения лопасти несущего винта $\lambda_{\text{НВ}}$ (обычный диапазон $\lambda_{\text{НВ}} \cong 12 \dots 24$) и для количества лопастей $k_{\text{л.НВ}}$ (обычный диапазон $k_{\text{л.НВ}} \cong 2 \dots 5$ для легких, $3 \dots 6$ для средних и $4 \dots 8$ для тяжелых машин). Этот выбор определяет общее количество рассматриваемых вариантов, из которых в дальнейшем можно будет по выбранному критерию определить оптимальный.

Для каждого сочетания значений количества лопастей и удлинения лопасти можно вычислить заполнение $\sigma_{\text{НВ}} = k_{\text{л.НВ}} / (\pi \cdot \lambda_{\text{НВ}})$. Зная массовую плотность воздуха ρ_0 [кг/м³] на $H = 0$, заполнение $\sigma_{\text{НВ}}$, коэффициент C_T / σ для $H = 0$, окружную скорость $\omega_H R$ и коэффициент $\bar{t}_{\text{НВ}}$, учитывающий потери тяги от обдувки планера, можно определить удельную нагрузку на несущий винт:

$$p = 0,5\sigma(CT/\sigma)\rho_0(\omega_H R^2) \cdot (1 - \bar{t}_{\text{НВ}}) \text{ [Н/м}^2\text{]}$$

$$R_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{взл}}g}{\pi p}} \text{ [м]}, \quad b_{\text{л.НВ}} = \frac{\pi R_{\text{НВ}}\sigma}{k_{\text{л.НВ}}} \text{ [м]},$$

а затем, радиус и хорду лопасти несущего винта:

Далее определяется расчетная взлетная масса. В случае, если аэронавигационный запас задан процентом $p_{\text{АНЗ}}$ [%] от топлива, необходимого для выполнения полета используется формула:

$$m_{\text{взл}} = \frac{m_{\text{пл}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{эк}}}{k_{\text{ВО}} - \frac{L}{E}(1 + 0,01p_{\text{АНЗ}}) - 0,005}, \text{ [кг]}.$$

В случае, если аэронавигационный запас задан временем $t_{\text{АНЗ}}$ [час], которое вертолет должен пролететь на крейсерской скорости $V_{\text{кр}}$ [км/час], используется формула:

$$m_{\text{взл}} = \frac{m_{\text{пл}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{эк}}}{k_{\text{ВО}} - (L + t_{\text{АНЗ}} \cdot V_{\text{кр}})/E - 0,005}, \text{ [кг]},$$

В вышеприведенных формулах:

$$k_{\text{ВО}} = \frac{m_{\text{пл}} + m_{\text{топ}}}{m_{\text{взл}}} = 1 - \frac{m_{\text{пуст}} + m_{\text{сн}} + m_{\text{эк}}}{m_{\text{взл}}}$$

$k_{\text{ВО}}$ - коэффициент весовой отдачи, равный:

Здесь:

- $m_{\text{взл}}$ – взлетная масса;
- $m_{\text{пл}}$ – масса платного груза;
- $m_{\text{топ}}$ – масса топлива;
- $m_{\text{пуст}}$ – масса пустого вертолета;
- $m_{\text{сн}}$ – масса снаряжения;
- $m_{\text{эк}}$ – масса экипажа.

E – коэффициент эффективности использования топлива.

$$E = \frac{367,1K_{\text{вер}} \cdot C_{\text{пр}} \cdot \xi_{\text{кр}}}{c_e}, \left[\frac{\text{км} \cdot \text{кг}_{\text{взл}}}{\text{кг}_{\text{топ}}} \right].$$

Здесь:

- $K_{\text{вер}}$ – аэродинамическое качество вертолета;
- $C_{\text{пр}}$ – пропульсивный коэффициент несущего винта;
- c_e – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета.

Входящие в выражение для $m_{взл}$ значения $k_{в0}$ и E для первого приближения могут быть приняты по наиболее близкому к проектируемому вертолету образцу из таблицы прототипов или на основании экспертной оценки. Полученные при расчете очередного приближения значения $k_{в0}$ и E используются в расчетах следующих приближений до тех пор, пока не будет получено требуемая точность вычисления взлетной массы.

Далее в первом приближении определяется мощность двигателей, необходимая для висения на высоте статического потолка:

$$N_{дв.вис} \cdot k_{дв} = \frac{[m_{взл} \cdot g(1 - \bar{t}_{НВ})]^{3/2}}{2776,6 \cdot (1 - \zeta_{пф}) \cdot \eta_{НВ.вис} \cdot \xi_{НВ.вис} \cdot \sqrt{\Delta_{вис} \cdot R_{НВ}}}, \text{ [кВт]}.$$

Здесь:

$K_{дв}$ – количество двигателей;

$\zeta_{пф}$ – коэффициент потерь мощности на пылефильтр двигателя;

$\Delta_{вис}$ – относительная плотность при висении на статпотолке.

По мощности двигателя при висении определяется тяга рулевого винта. Целесообразно задаться постоянным отношением между диаметром несущего и рулевого винтов. Тогда, зная диаметр рулевого винта и коэффициент $C_{Т.РВ}/\sigma_{РВ}$, можно вычислить заполнение, число лопастей и мощность рулевого винта, после чего может быть определена мощность, затрачиваемая на привод рулевого винта (с учетом потерь в трансмиссии). Суммируя мощность, потребляемую рулевым винтом и другими потребителями энергии (гидронасосы, генераторы, вентилятор) можно уточнить коэффициент использования мощности на режиме висения $\xi_{вис}$ и использовать полученное значение в следующих уточненных расчетах.

По мощности $N_{дв.вис}$ с учетом влияния высоты и температуры на мощность двигателя находится максимальная мощность двигателя $N_{max} N_{МАХ}$, которую двигатель мог бы выдать в условиях $H=0$ при стандартной температуре. Влияние высоты и температуры берется либо из характеристик конкретного двигателя, либо используются следующая приближенная формула:

$$N_{max} = N_{дв.вис} \cdot k_{вис}, \text{ где}$$

$$k_{вис} = \frac{1}{(1 - C_{мощ.Н} \cdot H) \cdot (1 - C_{мощ.Т} \cdot \Delta T)},$$

$C_{\text{мощ.}H}$ - коэффициент, показывающий уменьшение мощности при увеличении высоты работы двигателя на 1 метр, [1/м]; При отсутствии данных по реальному двигателю этот коэффициент может быть принят равным $C_{\text{мощ.}H} = 0,00007$,

$C_{\text{мощ.}T}$ - коэффициент, показывающий уменьшение мощности при увеличении температуры при которой работает двигатель на 1 °С, [1/°С]. При отсутствии данных по реальному двигателю этот коэффициент может быть принят равным $C_{\text{мощ.}T} = 0,0067$.

Далее определяется крейсерская скорость, то есть скорость, на которой выполняется полет по маршруту. Естественное стремление конструктора увеличить эту скорость для снижения себестоимости транспортной работы или работы по выполнению специальной операции ограничивается увеличением расхода топлива на один километр пути, а также разрешенной для такого режима мощностью двигателя и переменными нагрузками в элементах конструкции вертолета. Применение современных материалов и новые конструкторские решения позволяют успешно преодолевать ограничения по нагрузкам в элементах конструкции. Поэтому в настоящее время крейсерские скорости вертолетов обычно превосходят скорость, при которой получается минимальный километровый расход топлива. Получающийся вследствие этого некоторый рост расхода топлива компенсируется систематическим снижением удельных расходов на современных двигателях. В настоящее время основным ограничением для увеличения крейсерской скорости вертолета является максимальная крейсерская мощность двигателя. Поэтому значение крейсерской скорости проектируемого вертолета определяется крейсерской мощностью двигателя. По зарубежной практике крейсерский режим работы двигателя – это такой режим, на котором двигатель может работать неограниченное время. Обычно такой режим называют режимом максимально-продолжительной мощности. Современные двигатели имеют соотношение между максимальной и крейсерской мощностями $\bar{N}_{\text{кр}}$ равное 0,75...0,85. С учетом этого будем считать, что крейсерская мощность равна:

$$N_{\text{дв.кр}} \cdot k_{\text{дв}} = \bar{N}_{\text{кр}} \cdot (N_{\text{дв.макс}} \cdot k_{\text{дв}}).$$

По этому значению может быть вычислена крейсерская скорость

$$V_{\text{кр1}} = \frac{3600 \cdot K \cdot C_{\text{пр}} \cdot \xi_{\text{кр}} \cdot k_{\text{дв}} \cdot N_{\text{дв.кр}}}{m_{\text{взл}} \cdot g}$$

Крейсерская скорость существенным образом влияет на аэродинамическое качество вертолета и, следовательно, на коэффициент E . В свою очередь от коэффициента E зависит потребный запас топлива, что меняет взлетную массу $m_{\text{взл}}$, от

которой зависит крейсерская скорость. Поэтому необходимо употребить специальные вычислительные приемы для того, чтобы в результате последовательных приближений вычисляемый результат сошелся к единственному значению.

Для каждого шага приближений, описанных выше, производится вычисление масс всех элементов конструкции проектируемого вертолета с использованием коэффициентов масс и соответствующих формул [1] для всех агрегатов и систем вертолета. (См. ниже подраздел 2.2. Расчет центровки вертолета).

После того, как получена сходимость по всем взаимосвязанным переменным расчета, можно перейти к определению следующих приближенных экономических параметров:

- отпускная цена вертолета;
- прямые эксплуатационные расходы на час эксплуатации вертолета (ПЭР);
- себестоимость единицы транспортной работы.

Поскольку целью экономического исследования является сравнение рассматриваемых вариантов, можно принять следующие допущения:

- отпускная цена вертолета зависит от средней цены 1 кг конструкции пустого вертолета без двигателей и от средней цены 1 кВт мощности установленных двигателей;

- ПЭР определяются амортизацией, расходами на реновацию и текущий ремонт, равными удвоенной амортизации, расходами на топливо и зарплатой летному экипажу;

- при расчете себестоимости единицы транспортной работы принимается, что связанная с задержками при маневрах после взлета и перед посадкой потеря времени, влияющая на отличие крейсерской скорости от скорости по расписанию, составляет 5 минут.

Для наглядного представления полученные результаты целесообразно показать в виде графиков, показывающих в функции нагрузки на площадь несущего винта для постоянных значений числа лопастей и для постоянного удлинения лопасти изменение:

- взлетной массы,
- массы пустого вертолета,
- весовой отдачи,
- диаметра несущего винта,
- максимальной мощности двигателей,

- крейсерской скорости,
- ориентировочной цены и
- себестоимости единицы транспортной работы.

На таких графиках специальным знаком целесообразно отметить точку, которая соответствует оптимальной, с точки зрения дипломанта, конфигурации проектируемого вертолета.

После выбора оптимальной конфигурации необходимо выбрать реально существующий отечественный или зарубежный двигатель, наиболее близкий к двигателю, полученному в расчете. Тип и марку двигателя выбирают из каталога двигателей. При отсутствии соответствующих отечественных двигателей разрешается применять иностранные двигатели, параметры которых берутся из таблиц или описаний двигателей. После подбора двигателя проводится корректировка взлетной массы и основных параметров вертолета.

Полученные в расчете оптимального варианта геометрические размеры вертолета позволяют вычертить общий вид проектируемого вертолета, а также приступить к разработке компоновочного чертежа. Вычисленные массы основных элементов конструкции позволяют приступить к составлению сводки масс вертолета и определению центровки.

2.2. Расчет массы центровки вертолета

В процессе определения основных параметров вертолета (см. раздел 2.1) проводится весовой расчет вертолета (вычисляются значения масс основных групп агрегатов и систем). Результаты весового расчета оформляются в виде весовой сводки (таблица 2.1).

Таблица 2.1. **Весовая сводка вертолета**

№ п/п	Наименование группы (системы)	Масса, кг
1	Фюзеляж	
2	Крыло	
3	Оперение	
4	Шасси	
5	Управление	
6	Двигательная установка	
7	Трансмиссия	
8	Топливная система	
9	Несущий винт	
10	Рулевой винт	

11	Электрооборудование	
12	Прочее оборудование	

На основе результатов весового расчета проводится расчет центровки вертолета. Для расчета центровки следует выполнить предварительную компоновку проектируемого вертолета на боковой проекции общего вида. В задачу предварительной компоновки входит размещение основных агрегатов, систем, грузов (пассажиров) и уточнение габаритов фюзеляжа.

Таблица 2.2. Центровочная ведомость вертолета

№ п/п	Наименование агрегата (системы), нагрузки	Масса агрегата, m_i , кг	Положение ц. м. по оси X , м	Статический момент, $m_i x_i$	Положение ц. м. по оси Y , м	Статический момент, $m_i x_i$
<i>I Несущий винт</i>						
	Лопасты					
	Втулка					
<i>II Система управления</i>						
	Система бустерного управления					
	Система ручного управления					
<i>III Трансмиссия</i>						
	Главный редуктор					
	Промежуточный редуктор					
	Хвостовой редуктор					
	Трансмиссионный вал					
<i>IV Рулевой винт</i>						
	Лопасты					
	Втулка					
<i>V Двигательная установка</i>						
<i>VI Топливная система</i>						
<i>VII Фюзеляж</i>						
	Носовая часть (~15%)					
	Средняя часть (~50%)					
	Хвостовая часть (~20%)					
	Крепление главного редуктора (~4%)					
	Капоты (~11%)					
<i>VIII Шасси</i>						
	Основные стойки (~82%)					
	Передняя стойка (~16%)					
	Хвостовая опора (~2%)					
<i>IX Электрооборудование</i>						
<i>X Прочее оборудование</i>						
	Приборы в кабине (~25%)					
	Радиооборудование (~27%)					

	Гидрооборудование (~20%)					
	Пневмооборудование (~6%)					
	Дополнительное оборудование (~22%)					
<i>XI Груз (пассажиры)</i>						
<i>XII Экипаж</i>						
<i>XIII Топливо</i>						

После выполнения предварительной компоновки составляется центrovочная ведомость (таблица 2.2) В центrovочную ведомость заносятся величин масс элементов вертолета с подробной их разбивкой на отдельные агрегаты и системы, а также величины координат, определяющие их расположение (координаты центров масс) относительно осей, связанных с несущим винтом (рис. 2.1).

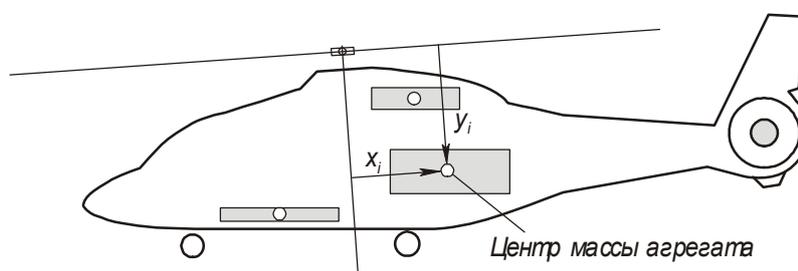


Рис. 2.1

Центры масс частей (агрегатов, систем) вертолета, груза, экипажа, топлива отмечаются на компоновочной схеме точками с порядковым номером, соответствующим номеру в центrovочной ведомости.

Координаты центра масс вертолета определяются по формулам

$$x_0 = \frac{\sum_i m_i x_i}{\sum_i m_i}, \quad y_0 = \frac{\sum_i m_i y_i}{\sum_i m_i},$$

где $\sum m_i x_i$; $\sum m_i y_i$ - суммы статических моментов всех грузов, x_i , y_i – координаты центров масс агрегатов, систем, груза, пассажиров, топлива.

В ряде случаев (например, в задачах балансировки, расчета управляемости вертолета) центrovку удобно определять углом φ_0 , между осью несущего винта и линией, соединяющей центр втулки несущего винта с центром масс вертолета:

$$\varphi_0 = \operatorname{tg} \frac{x_0}{y_0}.$$

2.3. Конструктивная компоновка вертолета

Приступая к компоновке проектируемого вертолета, студенту необходимо изучить конструктивно-силовые компоновки спроектированных, построенных и эксплуатируемых вертолетов (прототипов) аналогичного назначения. Особое внимание следует уделить вертолетам с аналогичной аэродинамической схемой с проектными параметрами близкими по значению с параметрами проектируемого вертолета, оговоренными в задании к дипломному проекту. При этом предпочтение надо отдавать аппаратам недавней постройки, поскольку разрабатываемый студентом вертолет должен отражать современный уровень и учитывать перспективы развития отечественного и зарубежного вертолетостроения.

Компоновка вертолета оформляется в виде компоновочного чертежа. Формат листа чертежа выбирается самим студентом в зависимости от размерности вертолета, объема и детальной глубины представляемой информации. Однако размер листа чертежа должен быть не меньше формата А0 (841×1189).

Перед выполнением компоновочного чертежа следует иметь установочный чертеж выбранного двигателя, знать типы и габариты перевозимого груза, компоновочные схемы и размеры специального оборудования и т.п.

При выполнении компоновочного чертежа необходимо глубоко проработать конструктивно-силовые, кинематические схемы основных агрегатов и систем проектируемого вертолета, продумать их размещение. Особое внимание необходимо обращать на правильное конструирование узлов крепления агрегатов и к силовым элементам каркасных агрегатов. Все эти задачи решаются на компоновочном чертеже (рис. 2.2), который должен содержать боковую проекцию вертолета, совмещенную с продольным разрезом, а также другие виды и разрезы, раскрывающие и поясняющие принимаемые студентом решения. К ним относятся поперечные разрезы в местах крепления и расположения основных агрегатов, а также виды на размещение силовой установки, горизонтального оперения, крыла (поперечные разрезы по кабине экипажа, грузовой, пассажирской кабин, в местах установки главного редуктора, двигателей, крыла, оперения, в местах крепления шасси и т.п.). Следует также выполнить горизонтальный разрез вертолета по кабине пилотов и по грузовой кабине (или кабине пассажиров) с тем, чтобы показать размещение грузов (для транспортного вертолета), пассажиров (для пассажирского вертолета) или иной целевой нагрузки

(для боевых вертолетов и вертолетов специального назначения).

При отображении на компоновке каркаса вертолета необходимо отметить основные элементы его конструктивно-силовой схемы: элементы поперечного набора (силовые и нормальные шпангоуты, стенки, нервюры и т.п.), продольного набора (стрингера, балки, лонжероны и т.п.) и обшивки. Особо должны быть отмечены места конструктивных, технологических и эксплуатационных стыков элементов каркаса вертолета. При использовании интегральных конструкций (интегральные многофункциональные элементы, выполненные из композиционных материалов, трехслойные панели и т.п.) необходимо показать основу их конструкции.

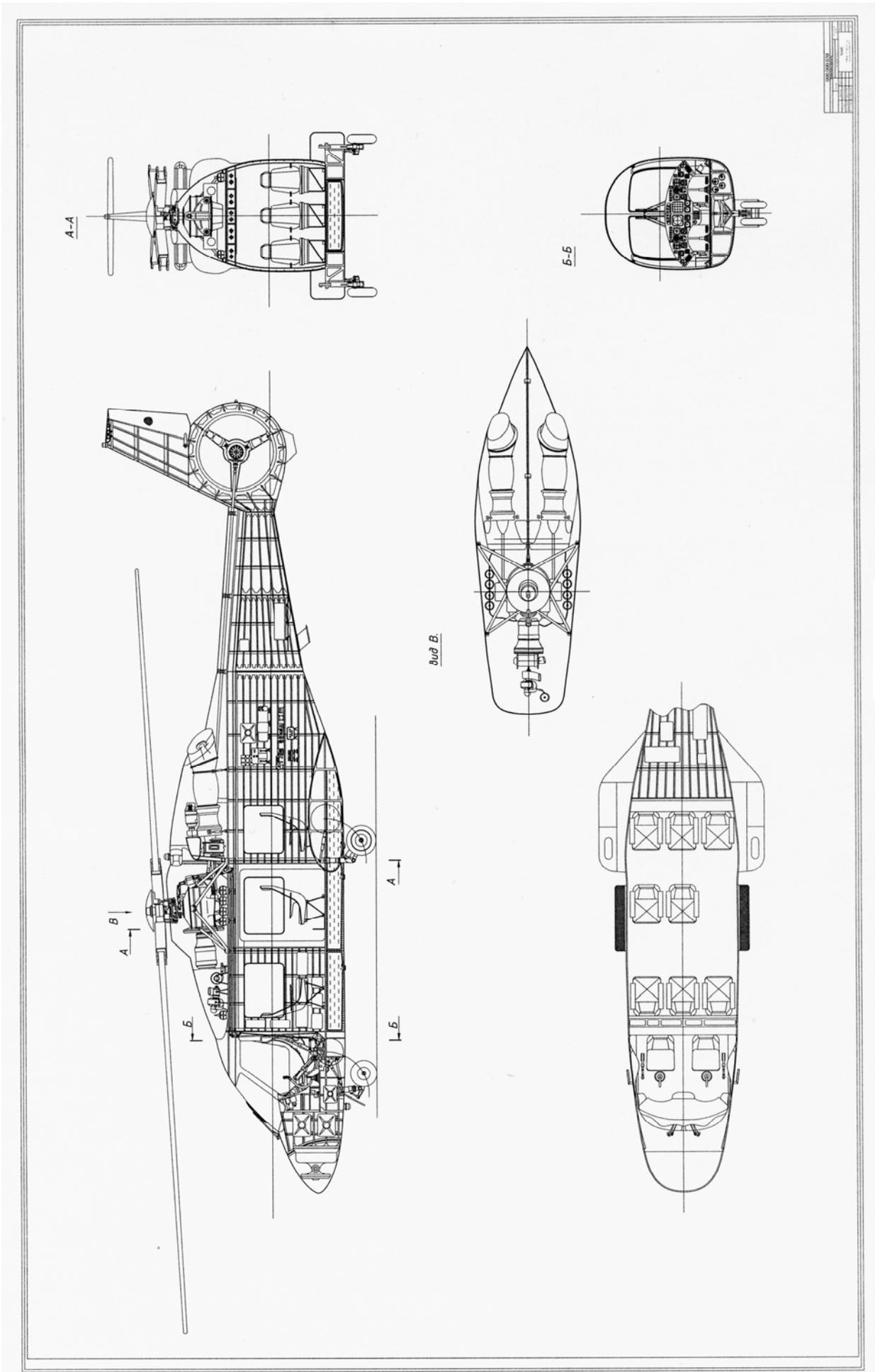


Рис. 2.2

В конструктивно-силовой схеме фюзеляжа, также должна быть отображена конструкция и оформление вырезов в кабине экипажа и грузовой (пассажирской кабине) вырезов для дверей, люков аварийного покидания кабины, грузовых люков и т.д.

На компоновке в кабине экипажа показывается размещение экипажа (кресла экипажа с посаженным на него человеком, отмеченным контуром профиля при виде сбоку), приборная доска, командные рычаги управления и располагаемые в кабине блоки систем оборудования. В грузовой кабине должны быть отмечены узлы крепления погрузки и выгрузки грузов, перевозимых транспортными средствами или иного оборудования предусмотренного к перевозке. В пассажирской кабине должны быть показаны кресла и их размещение на полу кабины. Как при размещении экипажа вертолета, так и пассажиров следует руководствоваться соответствующими нормами и правилами.

При компоновке силовой установки вертолета должна быть вычерчена боковая и передняя проекции (на соответствующих проекциях, видах и сечениях вертолета) двигателя (двигателей) с обязательным показом элементов его крепления к фюзеляжу. Следует показать элементы пассивной защиты конструкции от возможного пожара на двигателе (противопожарные перегородки, стенки и т.п.).

Система управления вертолетом отображается на компоновке в виде конструктивной схемы проводки (от командных рычагов в кабине экипажа до исполнительных механизмов) и общими видами исполнительных механизмов (гидроприводов).

На компоновке обозначаются основные элементы трансмиссии вертолета, их взаимная увязка и стыковка, узлы их крепления на вертолете (опоры редукторов и трансмиссионных валов).

Представляемые виды и сечения компоновки должны полностью раскрывать конструктивно-силовую и кинематическую схему шасси. Стойки убираемых в полете шасси на компоновке полностью вычерчиваются в выпущенном положении. На него накладывается убранное положение стоек, изображаемое внешним контуром (штрих пунктирной линией).

На компоновке также изображаются основные элементы топливной системы (основные, расходные баки, насосы, трубопроводы), гидросистемы (гидронасосы, бак для гидрожиткости и т.п.), системы охлаждения редукторов, пневмосистемы, системы

пожаротушения и прочее. Указываются места расположения аэронавигационного, радиооборудования, электрооборудования, и прочего специального оборудования.

2.4. Общий вид вертолета

Общий вид вертолета целесообразно оформлять после окончательной разработки его компоновки и выполнения расчетов: аэродинамического, балансировки, устойчивости и управляемости вертолета. Чертеж общего вида выполняется в трех проекциях (рис. 2.3). На чертеже проставляются габаритные и наиболее характерные размеры. В правом углу чертежа общего вида (выше штампа) приводятся, основные показатели (представленные в форме таблицы 2.3), характеризующие вертолет в целом (основные летно-технические данные).

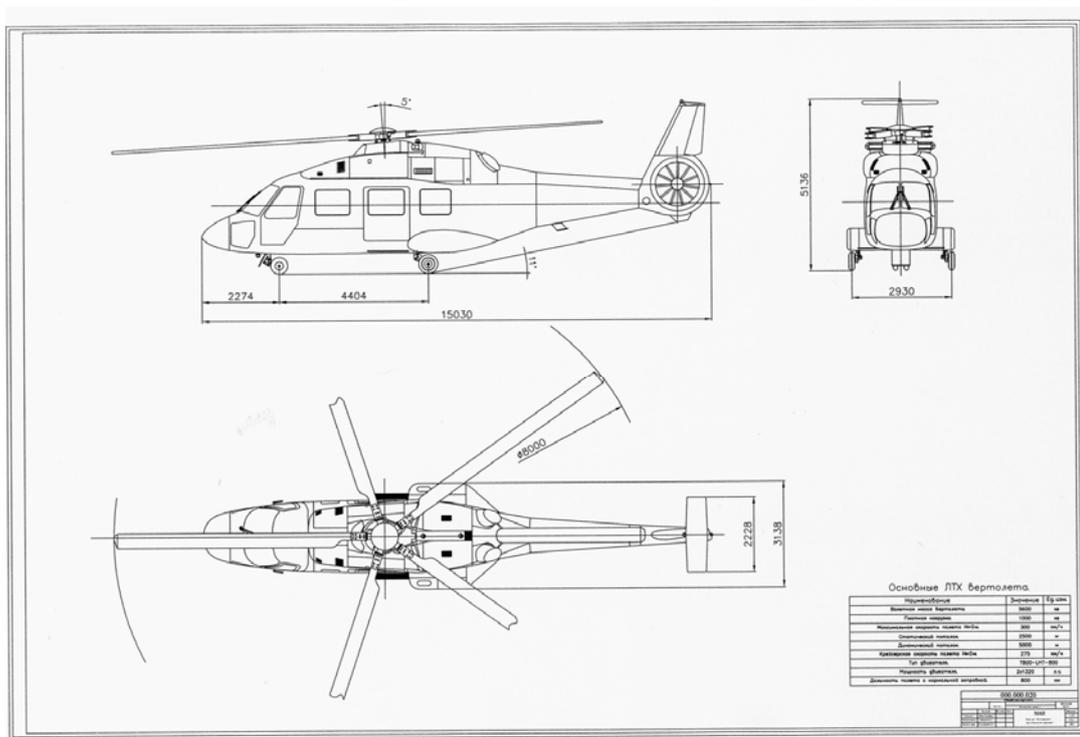


Рис. 2.3

Таблица 2.3. Летно-технические характеристики вертолета

Показатель	Величина
Взлетная масса вертолета, кг	
Платная нагрузка, кг	
Крейсерская скорость полета, км/ч	
Максимальная скорость полета, км/ч	
Статический потолок, км	
Динамический потолок, км	
Дальность полета с заданной платной нагрузкой	
Максимальная (перегоночная) дальность полета, км	

Продолжительность полета с заданной платной нагрузкой, ч	
Максимальная продолжительность полета (перегоночного), ч	

Рядом с этой таблицей должны быть представлены характеристики силовой установки вертолета (таблица 2.4).

Таблица 2.4. Характеристики силовой установки вертолета

Характеристика	Величина
Количество двигателей	
Взлетная мощность двигателя, кВт	
Номинальная мощность двигателя, кВт	
Крейсерская мощность двигателя, кВт	
Энерговооруженность вертолета, кВт/кг	

2.5. Аэродинамический расчет вертолета

Данный раздел дипломного проекта включает в себя аэродинамическое проектирование лопастей несущего винта, расчет поляры несущего винта на режиме висения вертолета и определение его летных характеристик на режимах вертикального и горизонтального полета.

Аэродинамическое проектирование лопасти несущего винта ведется на основании методов, изложенных в учебных пособиях [2, 3] и состоит из ряда операций, которые выполняются в следующей последовательности.

1) На основании аэродинамических, конструктивных и технологических соображений выбирается наиболее рациональная форма лопасти в плане.

2) Устанавливается тип профиля сечения лопасти и распределение по ее длине относительной толщины профиля. При этом учитываются условия работы винта в горизонтальном полете (для скоростных вертолетов на конце лопасти применяются тонкие скоростные профили и законцовки специальной формы).

3) Для выбранной формы лопасти проводится расчет оптимальной крутки и ее линеаризация.

Результаты расчетов представляются на сводном графике геометрических характеристик лопасти (рис. 2.4).

Затем проводится расчет поляры винта $C_T(m_k, \varphi^\circ)$ на режиме висения (рис. 2.5) и строится кривая относительного к.п.д. несущего винта η_0 в функции угла установки лопастей φ° . На график $\eta_0(\varphi^\circ)$ наносится расчетная точка, соответствующая висению вертолета у земли ($H=0$), по которой определяются рабочие значения относительного к.п.д. и угол установки лопастей (рис. 2.6) в этом решении.

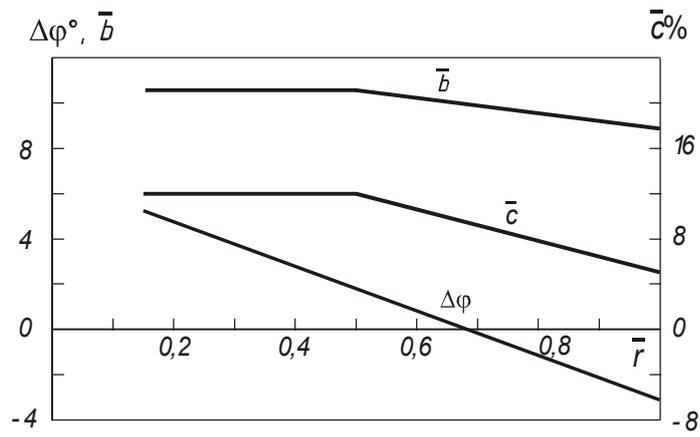


Рис. 2.4

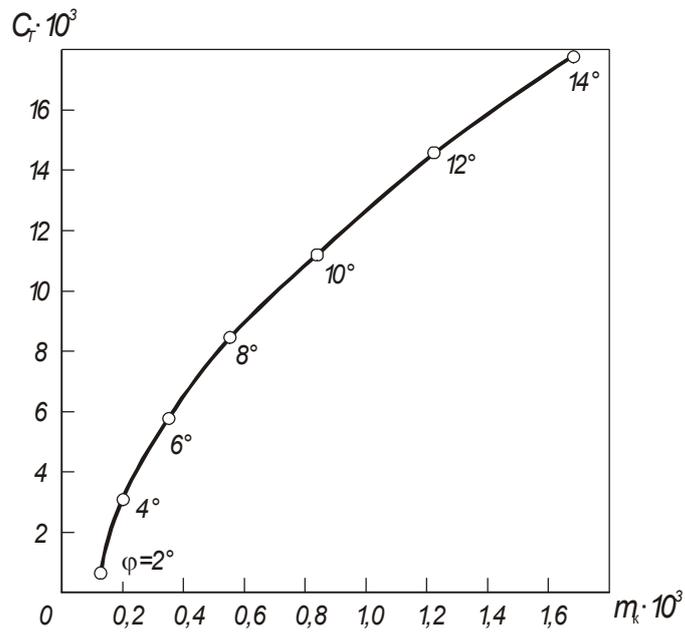


Рис. 2.5

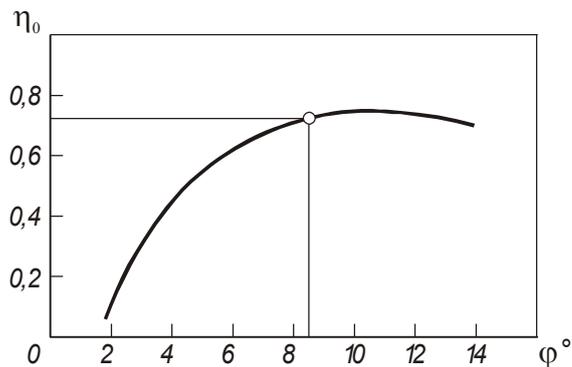


Рис. 2.6

Далее проводится оценка коэффициента использования мощности для привода несущего винта. При этом для одновинтового вертолета проводится расчет потребной мощности для рулевого винта (или винта фенестрона) по методам, изложенным в

учебном пособии [4]. Оценка потребной мощности на рулевое устройство может проводиться также по номограммам, приведенным в пособии.

На основании полученных данных для номинальной мощности двигателя ведется расчет вертикальной скороподъемности по высотам и определяется практический статический потолок вертолета (см. [5]). Кривая вертикальной скороподъемности представлена на рис. 2.7.

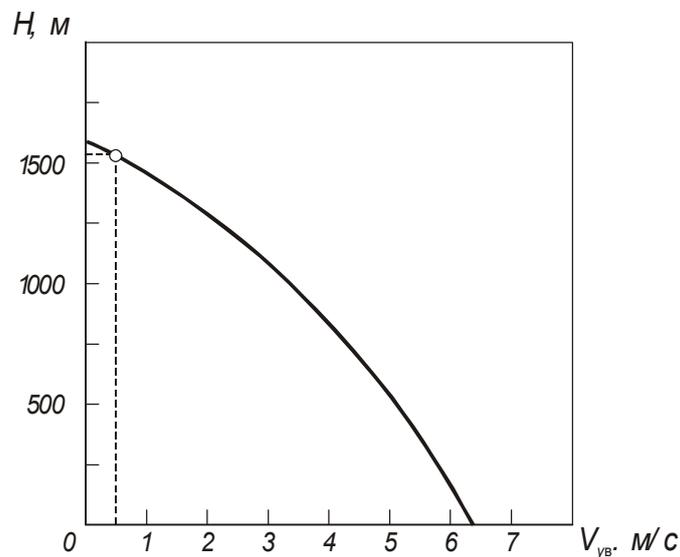


Рис. 2.7

Расчет летных характеристик в горизонтальном полете ведется в следующей последовательности.

1) Составляется сводка лобовых сопротивлений несущих частей вертолета и вычисляются вредные сопротивления $\Sigma C_x S$. Коэффициент вредного сопротивления C_x , отнесенный к площади миделя фюзеляжа и изменяющийся по углу атаки α_ϕ представляется на графике (рис. 2.8). Материалы по вредному сопротивлению

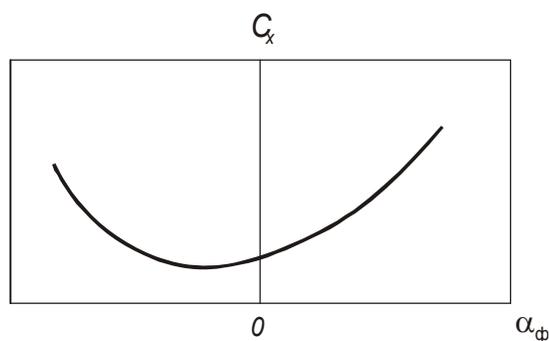


Рис. 2.8

вертолетов различных схем представлены в учебном пособии [6].

2) Проводится расчет продольной балансировки вертолета в горизонтальном полете и строится кривая требуемого угла атаки несущего винта по скорости полета $\alpha_n(V)$ (см. [7, 8, 9]).

Примечание. В приближенных расчетах допускается расчет требуемых для горизонтального полета мощностей весте для $\alpha_n = 0$.

3) На основании полученных данных по методам, изложенным в учебном пособии [6], рассчитываются кривые требуемых для горизонтального полета мощностей по высотам (в диапазоне от $H = 0$ до высоты, превышающей динамический потолок вертолета). На кривых отмечаются скорости полета, соответствующие границе срыва потока на отступающей лопасти. Кривые требуемых и располагаемых мощностей наносятся на график (рис. 2.9).

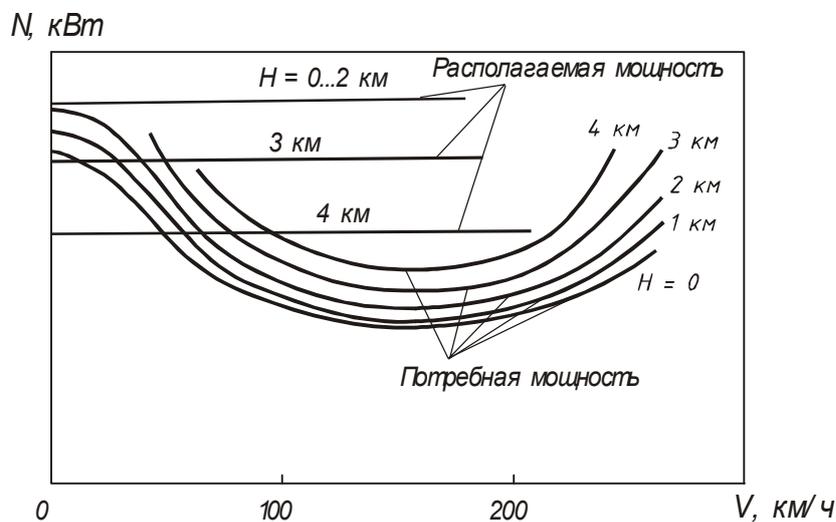


Рис. 2.9

Примечание. Методы расчета индуктивной мощности вертолетов продольной, поперечной и соосной схем даются в учебном пособии [11], винтокрылов в [12, 9].

4) С помощью кривых требуемых и располагаемых мощностей определяются максимальные и минимальные скорости горизонтального полета вертолета по высотам, а также вертикальная ($V_{y \max}$) и горизонтальная ($V_{\text{наб}}$) составляющие скорости полета на режиме наибольшей скороподъемности. Полученные данные представляются в виде аэродинамического паспорта вертолета $V_{\min}, V_{\max}(H)$, на который наносится кривая, ограничивающая максимальную скорость полета вертолета по срыву $V_{\text{кр}}(H)$ (рис.2.10), и определяется аэродинамический потолок вертолета (рис.2.11, а).

5) По кривой $V_{y \max}(H)$ строится барограмма взлета, определяющая время

набора вертолетом заданной высоты на режиме наибольшей скороподъемности (рис. 2.11, б). На барограмме отмечается время набора практического динамического потолка. Если по условиям применения вертолету предписывается обязательный вертикальный взлет, то строится барограмма вертикального взлета.

6) На основании кривых потребных мощностей и характеристик удельного расхода топлива отыскиваются крейсерские скорости полета вертолета, определяются наибольшие дальность и продолжительность полета.

7) Для оценки безопасности полета определяется минимальная посадочная скорость ($V_{y \min}$) при наклонном снижении вертолета в случае отказа одного двигателя или в режиме самовращения несущего винта ($V_{ya \min}$).

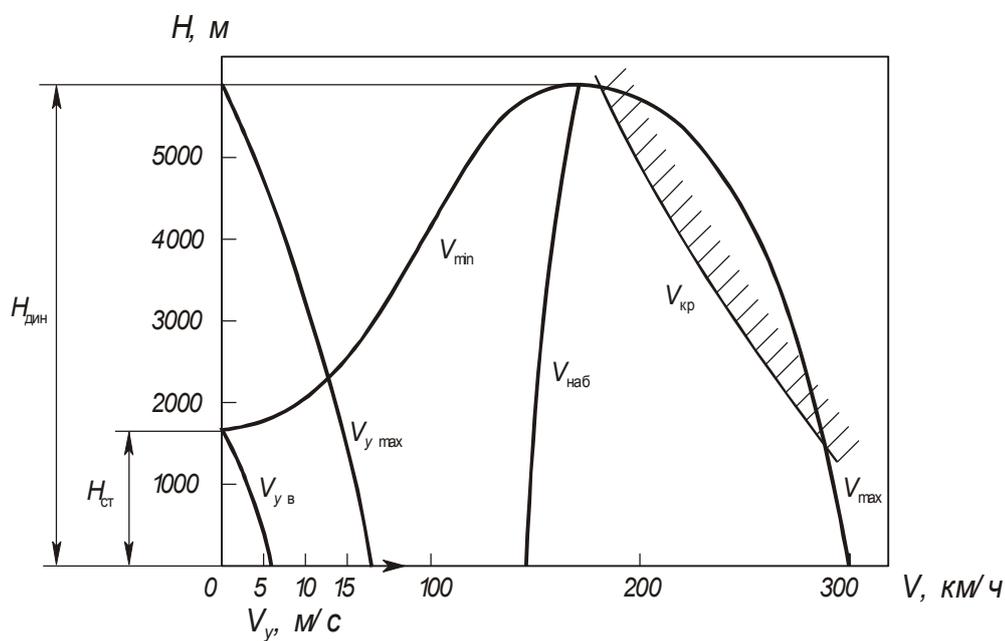


Рис. 2.10

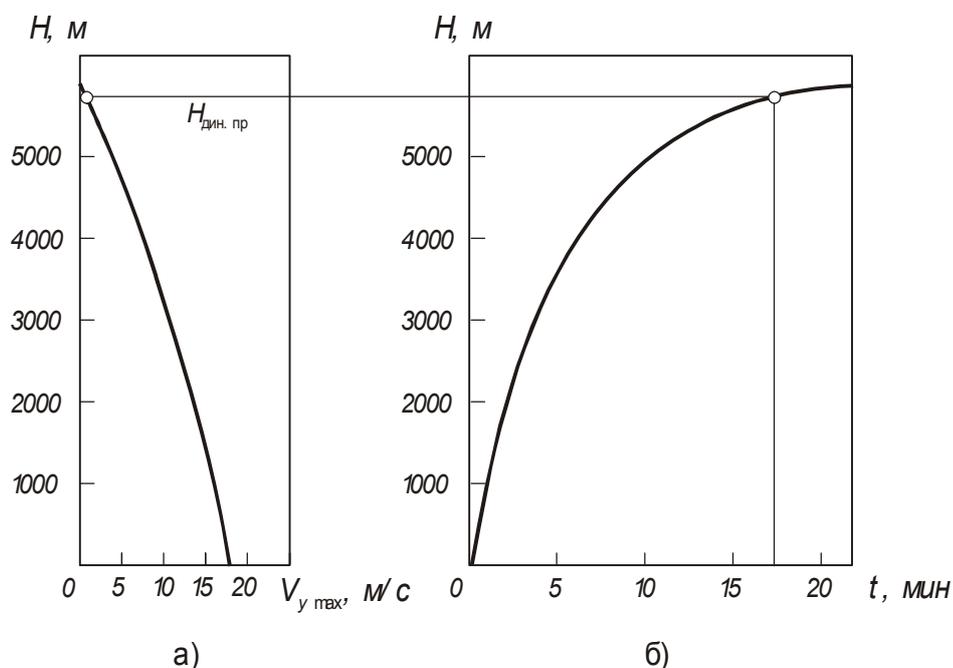


Рис. 2.11

В дипломную записку включаются описания методик расчета, расчетные графики и таблицы.

2.6. Летно–технические характеристики, продольная балансировка. Характеристики устойчивости и управляемости.

2.6.1. В разделе расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) вертолета должна быть подтверждена обоснованность выбора его основных параметров, при которых обеспечиваются заданные типовые тактико-технические требования проекта: платная (боевая) нагрузка $m_{\text{пл}}$, статический потолок $H_{\text{ст}}$, максимальная скорость V_{max} , дальность полета L , а также другие требования, обусловленные назначением вертолета. Естественно, при этом т. н. весовое совершенство вертолета (отношение массы конструкции вертолета к его взлетной массе) должно соответствовать современному уровню развития вертолетной техники.

Расчет ЛТХ вертолета обычно проводится на основе метода мощностей. Для каждой высоты полета H рассчитываются и строятся графики мощности $N_{\text{гп}}(V)$, потребной для горизонтального полета вертолета со скоростью V , и располагаемой на этой высоте и скорости полета $N_{\text{р}}(V)$.

Потребная мощность рассчитывается как сумма трех составляющих: индуктивной, необходимой для создания силы тяги НВ, профильной, идущей на преодоление профильного сопротивления лопастей и вредной, затрачиваемой на преодоление силы лобового сопротивления корпуса вертолета.

Располагаемая мощность $N_{\text{р}}(V)$ определяется характеристиками двигательной

установки в зависимости от высоты, скорости и температуры условий полета (если температура отличается от МСА) за вычетом затрат, необходимых для вращения рулевого винта в одновинтовой схеме вертолета, потерь на трение в трансмиссии, а также для обеспечения функционирования бортовых систем: электрической, гидравлической и т. п., включая потери на ПЗУ (пылезащитное устройство), или на ЭВУ (экранно-выхлопное устройство), если таковые имеются.

Обычно, в качестве располагаемой мощности $N_p(V)$ рассматривается номинальный режим (режим максимальной продолжительной мощности) двигательной установки.

Из анализа диаграмм мощностей определяются, для каждой высоты, минимальные V_{\min} и максимальные V_{\max} скорости горизонтального полета, максимальные скороподъемности $V_{y \max}$, строятся графики $V_{y \max}(H)$ и определяются потолки, статический $H_{ст}$ и динамический $H_{д}$, рассчитываются барограммы взлета $H(t)$ на соответствующие потолки, часовые и километровые расходы топлива $Q(V), q(V)$. Для уточнения предельных условий вертикального взлета вертолета необходимо также рассчитать статический потолок при работе двигательной установки на взлетном режиме.

На диаграмме в координатах “высота-скорость” строится область с учетом ограничений по срыву, в которой полет вертолета возможен. Вместе с тем, следует иметь в виду, что в реальных условиях существуют и другие ограничения минимальных и максимальных скоростей полета вертолета: по вибрациям, по флаттеру, прочности лопастей и т. п.

По минимальным значениям километрового расхода определяется масса топлива, необходимая для полета вертолета на заданную дальность при заданной платной (коммерческой) нагрузке. Необходимый запас топлива должен включать расходы топлива на прогрев двигателей, взлет и посадку, аэронавигационный запас, набор высоты и снижение, если полет происходит на высотах более 500 метров. При выбранном запасе топлива будет определяться и максимальная продолжительность полета вертолета, режим полета которого будет определяться скоростью, соответствующей минимальному часовому расходу топлива.

2.6.2. Необходимое условие управляемого полета вертолета – наличие запасов управления на установившихся (балансировочных) режимах полета. Необходима также информация об угле тангажа вертолета (положении корпуса вертолета относительно горизонта) для обеспечения безопасных взлета и посадки, комфорта экипажа и пассажиров и т.п.

Балансировочные характеристики продольного движения вертолета включают расчет и построение графиков потребных для полета на заданной скорости величин: угла установки общего шага $\varphi_B(V)$, продольного отклонения автомата-перекоса $\delta_{ВБ}(V)$, угла тангажа $\nu_B(V)$. В

качестве примера на рис. 2.12, 2.13, 2.14 представлены балансировочные характеристики продольного движения вертолета МИ-8 []

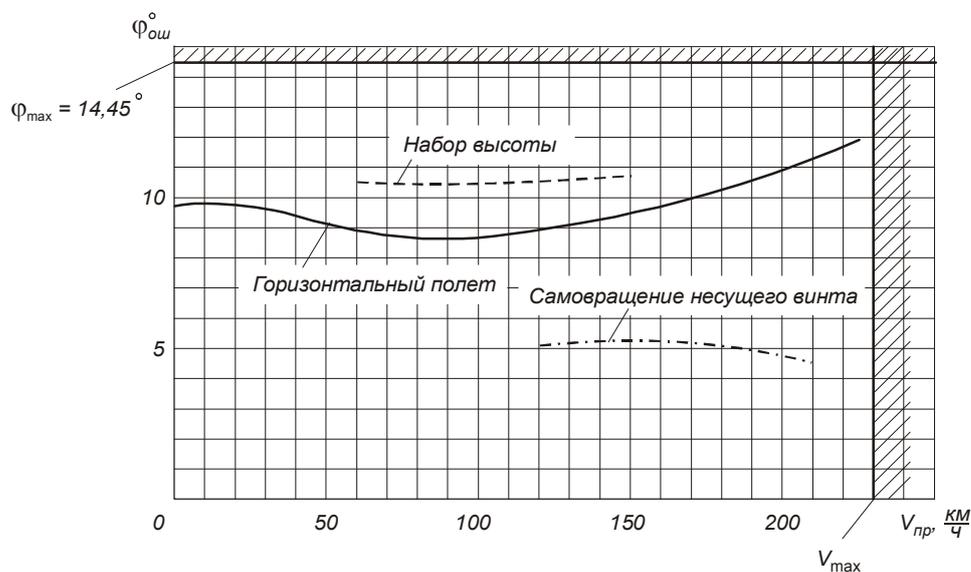


Рис.2.12. Балансировочная величина угла общего шага по скорости полета.

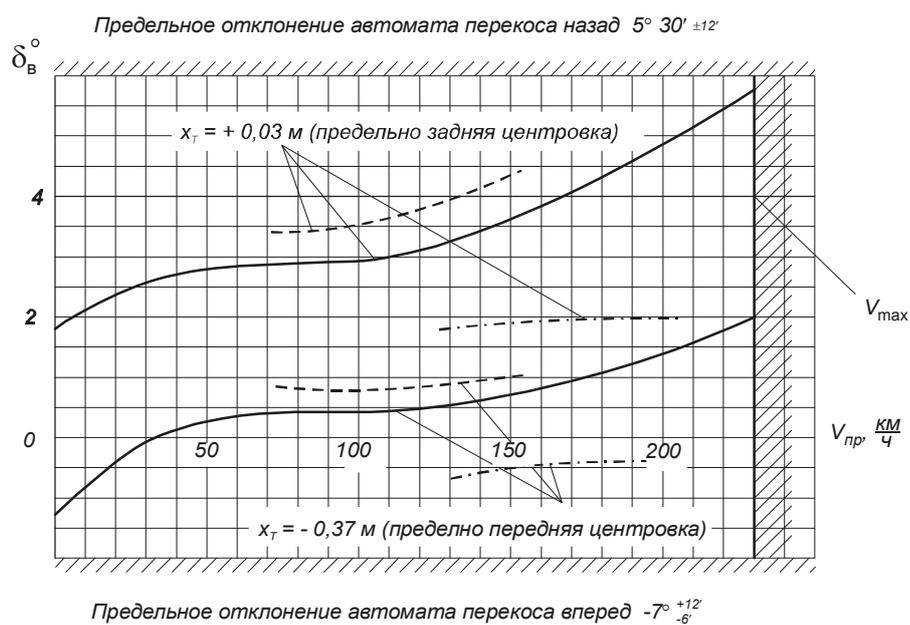


Рис. 2.13. Балансировочная величина угла продольного отклонения автомата-перекоса по скорости полета.

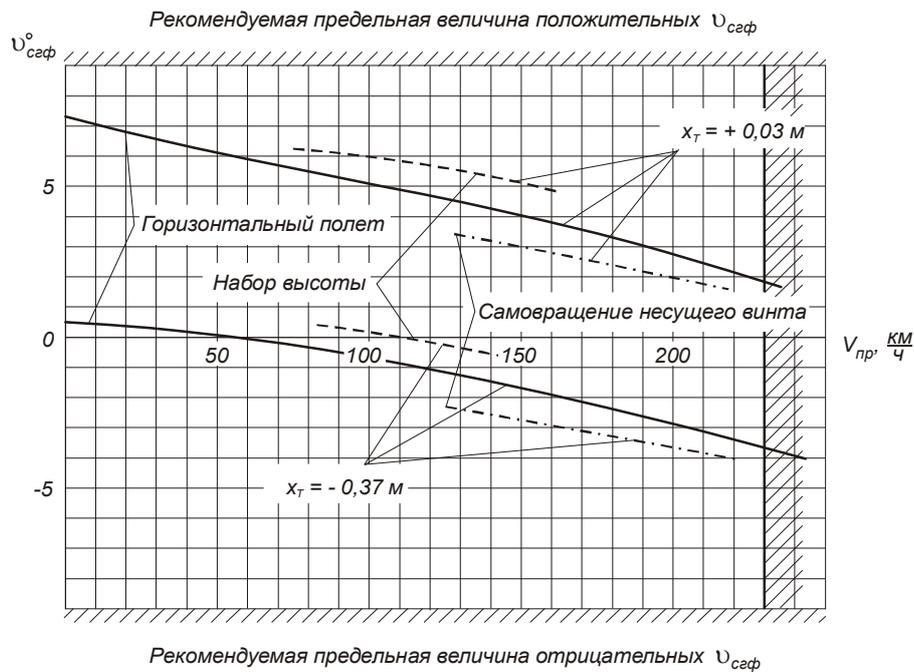


Рис. 2.14. Балансировочная величина угла тангажа по скорости полета.

Балансировочные характеристики рассчитываются для одной высоты ($H = 0$, либо $H = 500$ м.) и для двух предельных (в полетном варианте) продольных центровок вертолета $x_{T \min}$, $x_{T \max}$. (Предельные положения центра масс вертолета определяется в соответствующем разделе дипломного проекта).

Для горизонтального режима полета балансировочные характеристики рассчитываются в диапазоне от $V=0$ до $V=V_{\max}$. Последняя величина определяется из расчета ЛТХ. Из расчетов ЛТХ определяется также скорости V_n и V_a , в окрестности которых ($V_n \pm 50$ км/ч, $V_a \pm 50$ км/ч) рассчитываются балансировочные характеристики при наборе высоты (V_n – скорость полета, соответствующая максимальной скороподъемности) и на режиме самовращения НВ (V_a – скорость полета, на которой вертолет имеет минимальную скорость снижения), а также избытки или недостатки мощности на этих скоростях. Следует также иметь в виду, что угол наклона траектории θ на каждой скорости полета будет определяться либо избытком мощности ($\theta = \arcsin \Delta N / mgV$, при наборе высоты), либо ее недостатком ($\theta = -\arcsin \Delta N / mgV$, при снижении на режиме самовращения). Допускается рассчитывать балансировочные характеристики $\delta_{ВБ}(V)$, $u_{ВБ}(V)$, при наборе высоты только для предельно задней центровки, а для режима снижения на самовращении НВ – только для предельно передней.

На балансировочной характеристике $\delta_{ВБ}(V)$ должны быть указаны минимальные запасы управления “на себя” и “от себя” в % от полного диапазона отклонений органа

продольного управления (автомата-перекоса у вертолетов одновинтовой, соосной и поперечной схем, дифференциального шага у вертолета продольной схемы). При отсутствии запасов управления должны быть внесены изменения либо в допускаемый диапазон продольных центровок, либо в параметры стабилизатора (плечо, площадь, удлинение, угол установки). На запасы управления может также существенно повлиять эффективный разнос ГШ, величина которого определяется конструкцией втулки НВ. Обязательно должен быть гарантированным, запас управления “на себя” на режиме висения.

Желательный диапазон балансирующих значений углов тангажа корпуса (относительно строительной горизонтали) не должен превышать $\pm(8^\circ \div 10^\circ)$ [].

2.6.3. Спроектированный вертолет должен удовлетворять хотя бы минимальным требованиям управляемости, определяемым уровнем загрузки пилота. В качестве показателей этих требований в разделе “Устойчивость и управляемость” должны быть рассчитаны для режима висения характеристики продольных свободных колебаний проектируемого вертолета (устойчивость), а также величины эффективностей и мощностей управления, (управляемость).

На первом этапе определяются величины частных производных $\bar{X}^V, \bar{X}^{\omega_z}, \bar{X}^g, \bar{M}_z^V, \bar{M}_z^{\omega_z}$ на этом режиме и рассчитываются коэффициенты характеристического уравнения, которое имеет третий порядок. (Вертикальными движениями вертолета в этом случае можно пренебречь.) Корни характеристического уравнения могут определяться любым из рекомендуемых методов. Характеристикой аperiodической составляющей свободных колебаний является время уменьшения первоначального отклонения вдвое $t_{0,5}$, или увеличения вдвое t_2 . Для колебательной составляющей – времена $t_{0,5}, t_2$ относятся к амплитуде колебаний. В последнем случае должен быть рассчитан также период колебаний T .

Приемлемость полученных характеристик свободных колебаний оценивается сравнением их со статистическими данными или рекомендованными величинами.

На втором этапе должны быть рассчитаны величины эффективностей управления вертолета по всем трем каналам: тангажа $\bar{M}_z^{\delta_B}$, крена $\bar{M}_x^{\delta_\alpha}$, рыскания $\bar{M}_y^{\delta_\beta}$, выраженных в $\text{с}^{-2}/\text{рад}$ отклонения органа управления, или в $\text{с}^{-2}/\text{мм}$ хода рычагов управления. При выбранных (по прототипу или статистическим данным) величинах диапазонов отклонений органов управления определяются мощности управления также по трем каналам $\varepsilon_z, \varepsilon_x, \varepsilon_y$. Мощности управления проектируемого вертолета должны превышать их минимально допускаемые значения для вертолета аналогичной массы, определяемые по графикам, приведенным в [].

Для уменьшения нагрузки на пилота современные вертолеты оборудуются системами

повышения устойчивости и управляемости. Поэтому в этом же разделе должны быть подобраны основные параметры типовой системы повышения устойчивости и управляемости вертолета в продольном движении

Работоспособность такой системы на вертолете (здесь в канале тангажа) реализующей закон управления по углу и угловой скорости, $(T \Delta \dot{\delta}_g + \Delta \delta_g = i_g \Delta \vartheta + i_{\omega z} \Delta \omega_z)$ будет определяться значениями передаточных чисел i_{ω} , $i_{\omega z}$. Используя методику, изложенную в [], необходимо подобрать величину чисел i_{ω} , $i_{\omega z}$, обеспечивающих спроектированному вертолету (производные $\bar{M}_z^{\omega_z}$, $\bar{M}_z^{\delta_B}$ определяются выше) устойчивость и необходимое качество переходного процесса в продольном движении.

2.7. Спецчасть проекта

Студент выбирает тему спецчасти в начале преддипломной практики. Тема спецчасти и объем исследований выполняемых в спецчасти утверждаются руководителем преддипломной практики.

Спецчасть дипломного проекта включает в себя материалы по исследованию одного из актуальных вопросов проектирования вертолета или конструирования его агрегатов и должна содержать конкретные рекомендации по оптимизации соответствующих параметров агрегата или его характеристик.

При выполнении спецчасти проекта дипломник должен проявить творческую самостоятельность и способность защитить принятые им решения. Он имеет право пользоваться разработанными методиками и программами расчета на ЭВМ.

Результаты работы по спецчасти представляются в виде раздела в пояснительной записке с изложением основных сведений о постановке исследований и принятых допущениях, алгоритма и разработанных программ расчета. Окончательные результаты расчета приводятся в виде таблиц, графиков, чертежей. Промежуточные вычисления, получаемые на ЭВМ, в записку не включаются.

Основные материалы спецчасти оформляются в виде графиков, таблиц, чертежей.

2.8. Конструкция агрегата

В качестве задания на разработку конструкции части вертолета может быть задан любой его агрегат. Желательно, чтобы выбор совпадал с агрегатом, который

тематически связан со специальной частью дипломного проекта, и обязательно соответствует разрабатываемому вертолету.

При конструировании деталей агрегата необходимо стремиться к выполнению следующих общих требований:

- добиваться минимальной массы деталей;
- выдерживать принцип агрегатности, т. е. конструировать узлы в виде независимых агрегатов, устанавливаемых на вертолет в собранном виде;
- исключать подбор и подгонку деталей при сборке;
- обеспечивать полную взаимозаменяемость деталей;
- гарантировать высокую прочность деталей и узлов способами, не требующими увеличения массы;
- уделять особое внимание повышению сопротивления усталости деталей;
- придавать деталям рациональные формы, уменьшая концентрацию напряжений;
- вводить усталостно - упрочняющую обработку;
- предупреждать коррозию деталей;
- добиваться унификации деталей;
- обеспечивать максимальную технологичность деталей и узлов;
- закладывать в конструкцию предпосылки наиболее производительного изготовления и сборки;
- расширять применение нормализованных деталей.

Одним из существенных показателей качества конструкции является ее масса. Максимального снижения массы можно добиться приданием деталям равнопрочности (ссылка).

Для эффективного уменьшения массы целесообразно использовать рациональные конструктивные схемы с наименьшим числом деталей и наиболее выгодным распределением силового потока.

Важной задачей является выбор материала и формы сечения. К сожалению, конструкционные материалы, имеющие высокие прочностные характеристики, чаще всего обладают и большей массой.

Учитывая вышеизложенное, создается конструкция заданного агрегата.

На чертеже должны быть отображены:

- сборочный чертеж агрегата;
- необходимые для понимания конструкции и сборки виды, разрезы и сечения;

- приведены необходимые таблицы (например, таблицы раскроя материала лопасти с композиционным лонжероном);
- приведены технические условия (ТУ) на сборку;
- кинематическая схема работы агрегата.

При выборе конструктивных решений по агрегату нужно учитывать требования прочности, аэродинамики, технологии и себестоимости материалов и изготовления агрегата.

Надо помнить, что конструирование – это не просто процесс интеграции различных, как правило, противоречивых требований, которым должен удовлетворять агрегат, а творчество, основанное на изучении теории и результатах проведенных экспериментов и испытаний, а также на критическом анализе предыдущих конструкций.

Проектировочный и поверочный расчет на прочность агрегата начинается с определения нагрузок, действующих на агрегат. На вертолет действуют аэродинамические и инерционные нагрузки, силы реакции других его частей и земли (при посадке), сила тяжести.

Важной частью общей методики оценки прочности конструкции является определение напряжений в ее элементах, возникающих при действии внешних нагрузок. Сравнивая их с допускаемыми значениями, известными из эксперимента или установленными практикой вертолетостроения можно определить запас прочности конструкции.

Реальные конструкции являются достаточно сложными, на их прочность влияют многочисленные факторы. Поэтому составляют расчетную схему – реальный объект, условия его работы освобождают от несущественных особенностей, отбрасывают малозначащие факторы, вводят упрощающие предположения. Расчетная схема носит условный характер и результаты расчетов необходимо проверять или более углубленными расчетами, или экспериментально, либо оценивают на основе накопленного опыта проектирования аналогичных конструкций.

При выборе расчетной схемы существенным признаком является соотношение трех характерных размеров: длины, ширины и высоты рассматриваемого конструктивного элемента.

Тело, длина которого намного больше двух других измерений, называется бруском.

Другой типовой элемент – оболочка – тело, одно из измерений которого (толщина), намного меньше двух других.

Брус, работающий на растяжение – сжатие, называется стержнем.

Брус, работающий на изгиб, - балкой.

Для каждого типового элемента существуют проверенные методы расчета.

Требования по прочности вертолетов изложены в АПП-29. В них заданы исходные требования и определены состав и объем расчетов, условия нагружения, даны указания, обуславливающие значения нагрузок. Выполнения этих указаний является обязательным.

Вертолеты могут совершать полет на разных режимах, отчего нагрузки на их части будут различными. Чтобы избавить конструктора расчетов для всех возможных режимов полета и сосредоточить его внимание на тех из них, которые определяют прочность, в АПП-29 задаются расчетные случаи. Они выбраны так, чтобы вертолет удовлетворял всем требованиям по прочности и безопасности полета в условиях нормальной эксплуатации. Для каждого расчетного случая задается совокупность исходных данных, необходимых для определения нагрузок путем расчета.

В соответствии с этими требованиями определяются коэффициенты перегрузки n^3 и безопасности f и строятся эпюры нагрузок.

После определения нагрузок проводится проектировочный расчет, в результате которого определяются основные геометрические характеристики агрегата.

Затем проводится поверочный расчет для определения запасов прочности. При получении больших запасов прочности нужно внести соответствующие конструктивные изменения и повторить расчет.

Для отдельных частей вертолета должны быть проведены следующие расчеты:

1. Для втулок несущего и рулевого винтов:

- подбор подшипников в шарнирах;
- расчет потребного количества пластин торсиона или эластомерного подшипника;
- расчет проушин и пальцев в стыковочных узлах;
- расчет поперечных сечений основных силовых элементов втулки.

2. Для лопасти несущего или рулевого винта:

- статический расчет лонжерона (свес, напряжения от свеса и центробежной силы);
- расчет проушин и болтов узлов крепления лопасти;
- расчет собственных частот и построение резонансных диаграмм.

3. Для трансмиссии вертолетов:

- расчет зубчатых зацеплений редуктора;
- расчет трансмиссионных валов;
- подбор подшипников опор вала;
- расчет муфт и шлицевых соединений.
- Для системы управления:
- расчет крепления ручки пилота;
- расчет жестких тяг;
- подбор подшипников качалок;
- расчет поперечных сечений рычагов и качалок.

5. Для фюзеляжа и хвостовой балки:

- расчет стыковых узлов фюзеляжа;
- расчет поперечных сечений лонжеронов и стрингеров.
- Для шасси вертолета:
- подбор колес;
- расчет амортизации;
- расчет узлов крепления стоек шасси;
- расчет поперечных сечений стоек шасси.

Конструкция разрабатываемого агрегата оформляется в виде сборочного чертежа (рис. 2.15) с прилагаемыми в пояснительной записке техническими условиями на сборку агрегата и спецификацией.

2.9. Технологическая часть

Задание по технологической части проекта выдает консультант по технологии.

В процессе разработки компоновки и общего вида вертолета определяется рациональное технологическое, конструктивное и эксплуатационное членение, согласованное с конструктивно-силовой схемой агрегатов вертолета и заданной программой годового выпуска.

Схема членения вертолета оформляется в виде чертежа в аксонометрической проекции, направление полета - справа - вниз - налево. На схеме должно быть представлено:

1) членение вертолета на агрегаты, отсеки и панели. Все разъемные соединения изображаются на агрегатах и отсеках в смещенных друг относительно друга положениях так, чтобы можно было выявить характер конструктивного оформления стыков. Необходимо привести конструкционные схемы подвижных соединений, для чего указанные элементы отодвигаются от агрегатов;

2) членение на панели отсеков лопасти, фюзеляжа, оперения. Грани неразъемных отсеков и панелей на схеме членения показываются жирными линиями.

В объяснительной записке по технологической части дипломного проекта должны быть даны расчеты, схемы и пояснения по технологичности конструкции вертолета, директивной технологии процесса на агрегат и рабочего технологического процесса сборки агрегата.

Проектирование сборочного приспособления или контрольно-испытательного стенда производится на основании рабочего чертежа агрегата, директивной технологии и технологической схемы сборки.

Перед началом проектирования приспособления или контрольно-испытательного стенда студент-дипломник уточняет технические условия на разработку, дает обоснование принятой схемы приспособления, схемы фиксации элементов конструкции, описание конструкции и работы приспособления, а также методов монтажа.

Разработка конструкции сборочного приспособления или контрольно-испытательного стенда должна быть дана в виде сборочного чертежа с необходимым числом разрезов и с указанием всех фиксаторов и способов соединений элементов конструкции. Порядок выполнения и содержание технологической части проекта приведены в работе

2.10. Экономическая часть

Консультант по экономической части дипломного проекта выдает задание по данному разделу. Основная задача раздела - определение эффективности применения вертолета, рентабельности его производства и эксплуатации.

Экономическая часть дипломного проекта выполняется в соответствии с методическими указаниями к выполнению организационно-экономической части дипломного проекта по специальности "Вертолетостроение".

На основании результатов расчетов студент-дипломник сопоставляет технические и экономические показатели спроектированного вертолета с показателями вертолета, аналогичного по назначению и классу, и указывает, за счет каких мероприятий достигнута более высокая экономичность.

2.11. Техника безопасности

Задание по технике безопасности выдает консультант по данному разделу.

Содержание раздела по технике безопасности является органической составной частью дипломного проекта. В соответствии с этим требованием задание должно предусматривать разработку одного из вопросов, касающихся либо конструкции и технологии вертолета, либо его эксплуатации.

Раздел по технике безопасности выполняется в виде расчетов и схем.

3. Оформление дипломного проекта

Студент на защиту выносит дипломный проект, оформленный в соответствии с требованиями, предъявляемыми к дипломному проекту, включающий в себя пояснительную записку и графическую часть.

Пояснительная записка состоит из следующих обязательных разделов:

- задание на дипломный проект,
- титульный лист,
- основные разделы в заданной последовательности,
- приложения.

Перечень и последовательность изложения основных разделов пояснительной записки к дипломному проекту:

1. Анализ прототипов проектируемого вертолета (или иного винтокрылого летательного аппарата). Результаты анализа оформляются в виде таблицы, содержащей основные характеристики и параметры прототипов.

2. Определение основных параметров и геометрических размеров вертолета. В данном разделе приводится методика определения основных параметров, результаты расчетов в виде таблиц, предварительная схема аппарата с указанием его основных размеров.

3. Расчет массы и центровки вертолета. В данном разделе приводится весовая сводка и центровочная ведомость, оформленные в виде таблиц.

4. Конструктивная компоновка вертолета. В данном разделе должны быть изложены основные принципы, которыми руководствовался студент при разработке компоновки, принятые им решения в процессе выбора конструктивно-силовых, кинематических и прочих принципиальных схем основных агрегатов, а также подробное описание агрегатов и систем, составляющих конструкцию проектируемого вертолета.

5. Аэродинамический расчет вертолета. В данном разделе должны быть описаны основные положения методик и алгоритмов расчетов, использованных для определения аэродинамических характеристик проектируемого вертолета. Результаты расчетов должны быть представлены в виде таблиц и графиков.

6. Летно-технические характеристики и вертолета продольная балансировка. В данном разделе должны быть представлены результаты расчетов летно-технических характеристик и продольной балансировки проектируемого вертолета, оформленные в виде таблиц и графиков. Раздел также должен содержать текст, поясняющий полученные характеристики.

7. Характеристики устойчивости и управляемости вертолета. В данном разделе должны быть описаны основные положения методик и алгоритмов расчетов, использованных для расчета характеристик устойчивости и управляемости вертолета.

8. Спецчасть проекта. В данном разделе должны быть представлена постановка задачи, решаемой студентом в спецчасти дипломного проекта, подробное описание методов и методик, использованных для решения этой задачи. В случае использования готовых программ ЭВМ должна быть представлена схема программы с описанием содержания ее основных блоков, методов и основных расчетных формул, заложенных в программу. При разработке собственной программы студент должен

представить алгоритм расчета, по которому она была составлена. Результаты выполнения спецчасти оформляются в виде таблиц, графиков, схем и пр.

9. Конструкция агрегата вертолета. В данном разделе должно быть дано определение функционального назначения агрегата и подробное описание его конструкции. Также должен быть представлен проектировочный расчет на прочность основных элементов конструктивно-силовой схемы агрегата.

10. Технологическая часть. В разделе, относящемся к технологической части дипломного проекта, должны быть представлены расчеты, схемы и пояснения по технологичности конструкции проектируемого вертолета, директивной технологии процесса на конструируемый агрегат и рабочего технологического процесса сборки агрегата. Должно быть представлено описание сборочного приспособления или контрольно-испытательного стенда. Необходимо также дать обоснование принятого технологического, конструктивного и эксплуатационного членения вертолета.

11. Экономическая часть. В разделе, относящемся к экономической части проекта должны быть представлены материалы по определению экономической эффективности разрабатываемого вертолета и расчету рентабельности его производства.

12. Техника безопасности. В данном разделе должны быть представлены материалы, относящиеся к решению одной из проблем обеспечения безопасных условий труда при производстве конструкции или разработке технологии разрабатываемого вертолета или одного из его агрегатов.

Графическая часть дипломного проекта включает себя чертежи общего вида, компоновки и конструктивно-технологического разрабатываемого вертолета, сборочный чертеж агрегата вертолета и технологической оснастки или испытательного стенда, а также плакат с материалами спецчасти проекта. Чертежи могут выполняться вручную или с использованием пакетов векторной графики по правилам ЕСКД. Требования к использованию компьютерной графики при работе с чертежами даны в разделе 4.

4. Основные принципы использования студентами компьютерных технологий при выполнении дипломного проекта

Изложенные ниже положения регламентируют основные принципы применения студентами компьютерных программ и средств электронно-вычислительной техники при выполнении дипломного проекта по кафедре «Проектирование вертолетов».

Электронно-вычислительная техника, имеющаяся в распоряжении студента-дипломника (личный персональный компьютер, оборудование кафедры или предприятия, на котором выполняется дипломный проект) может быть использована при выполнении следующих видов работ над дипломным проектом: выполнение расчетных исследований, разработка чертежей вертолета, агрегата и технологической оснастки, составление и оформление пояснительной записки, оформление чертежей и плакатов, защита проекта.

Использование средств электронно-вычислительной техники, общего и прикладного программного обеспечения при выполнении дипломного проекта предполагает:

- наличие у дипломника умений и навыков самостоятельной работы со средствами электронно-вычислительной техники;
- подтверждение дипломником умений и навыков самостоятельной работы с использованным программным обеспечением, что должно быть отражено в отзыве руководителя проекта;
- предоставление руководителю и консультанту дипломного проекта созданной информации в электронном виде на всех работы над проектом.

Расчетные исследования на ЭВМ выполняются, как правило, с использованием сертифицированного кафедрой программного обеспечения. При отсутствии на кафедре необходимых программ дипломник самостоятельно составляет и отлаживает программу по разработанному им алгоритму на любом алгоритмическом языке, либо применяет стандартные математические пакеты программ. Если решаемая задача требует привлечения программного обеспечения предприятия, на котором выполняется дипломный проект, то дипломнику необходимо получить официальное разрешение предприятия на выполнение таких расчетов.

Во всех названных выше случаях в пояснительной записке указывается автор программного обеспечения, приводится описание основных принципов алгоритма расчета, структуры и состава исходных данных и результатов работы программы. Для самостоятельно составленных программ прикладываются листинги исходных модулей.

Чертежи дипломного проекта выполняются с использованием пакетов векторной графики общего (*Corel Draw* или др.) или прикладного (*Autocad, AMDT, CATIA, Solid Works, CadMech, Unigrafix* или др.) назначения. Чертежи обязательно выводятся на твердый носитель с форматом не менее А0, в черно-белом исполнении. При этом в архив кафедры необходимо представить копию электронного носителя чертежей (файлы документов). В чертежах общего вида, компоновки вертолета, агрегата вертолета и технологической

оснастки или испытательного стенда не допускается использование пиксельной графики (сканированных или обработанных с использованием прикладных программ, работающих с пиксельными рисунками). Плакаты, иллюстрирующие специальную часть проекта, и прочие иллюстративные графические документы могут выполняться в любом из графических редакторов и выводятся на твердый носитель с форматом, не менее А1, в черно-белом или цветном исполнении.

Средства электронно-вычислительной техники и мультимедийных технологий могут также быть использованы при защите дипломного проекта для демонстрации работоспособности программного обеспечения или представления полученных результатов.

Оформление пояснительной записки к дипломному проекту выполняется в редакторе Microsoft Word в соответствии с требованиями, сформулированными в методической записке к дипломному проекту, с использованием шаблон-файлов, разработанных кафедрой. Рисунки для пояснительной записки выполняются с помощью редакторов пиксельной или векторной графики.

Литература

1. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М., Машиностроение, 1976.
2. Шайдаков В.И. Аэродинамический расчет вертолета, М., МАИ, 1988.
3. Шайдаков В.И., Маслов А.Д. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушного винта, М., МАИ, 1995.
4. Шайдаков В.И., Завалов О.А. Аэродинамическое проектирование фенестрона, М., МАИ, 1980.
- 5 Шайдаков В.И. Аэродинамическое проектирование вертолета, М., МАИ, 1988.
- 6 Игнаткин Ю.М. Аэродинамика элементов вертолета, М., МАИ, 1987.
- 7 Вильдгрубе Л.С. Аэродинамика вертолетов. Аэродинамические характеристики несущих винтов и летно-технические данные вертолетов на режимах полета с горизонтальной скоростью. М., МАИ, 1978.
- 8 Шайдаков В.И., Трошин И.С., Игнаткин Ю.М. Артамонов Б.Л. Алгоритм и программы расчетов в задачах динамики вертолетов. М., МАИ, 1984
- 10 Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., Машиностроение, 1977
- 11 Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д. Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов. Учебное пособие. - М.: Издательство МАИ, 1983
- 12 Братухин И.П., Шайдаков В.И., Артамонов Б.Л., Перелыгин С. И. Алгоритмы и программы расчетов при проектировании вертолетов. М.: Издательство МАИ, 1978

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(Государственный технический университет)**

Факультет: Авиационная техника
Кафедра: Проектирование вертолетов

ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К РАЗРАБОТКЕ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

Студенту _____

Группа _____

Масса платного груза (или его эквивалента).....	_____	кг.
Нормальная дальность полета	_____	км
Аэронавигационный запас, %	_____	%
или аэронавигационный запас, мин	_____	мин
Статический потолок	_____	м
Температура воздуха на статпотолке (отличие от стандартной)	_____	° С
Категория взлета при отказе одного двигателя *	_____	
Динамический потолок*	_____	м
Крейсерская скорость*	_____	км/ч
Максимальная скорость*	_____	км/ч
Дополнительные требования:		

Руководитель дипломного проектирования

(ФИО)

(Подпись)

(Дата)

* Необязательное требование (при отсутствии ставится прочерк).